

(19)日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11)特許出願公開番号

特開2003-4231

(P2003-4231A)

(43)公開日 平成15年1月8日(2003.1.8)

(51)Int.Cl.⁷

識別記号

F I

テーマコード(参考)

F 2 3 R 3/14

F 2 3 R 3/14

D

3/28

3/28

3/34

3/34

審査請求 未請求 請求項の数20 O L (全 8 頁)

(21)出願番号 特願2002-156535(P2002-156535)

(71)出願人 390041542

(22)出願日 平成14年5月30日(2002.5.30)

ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ
GENERAL ELECTRIC CO
MPANY

(31)優先権主張番号 09/871343

アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ
クタデイ、リバーロード、1番

(32)優先日 平成13年5月31日(2001.5.31)

(72)発明者 マイケル・ジェローム・フースト

(33)優先権主張国 米国 (US)

アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・
チェスター、キルケニー・ドライブ、7356
番

(74)代理人 100093908

弁理士 松本 研一

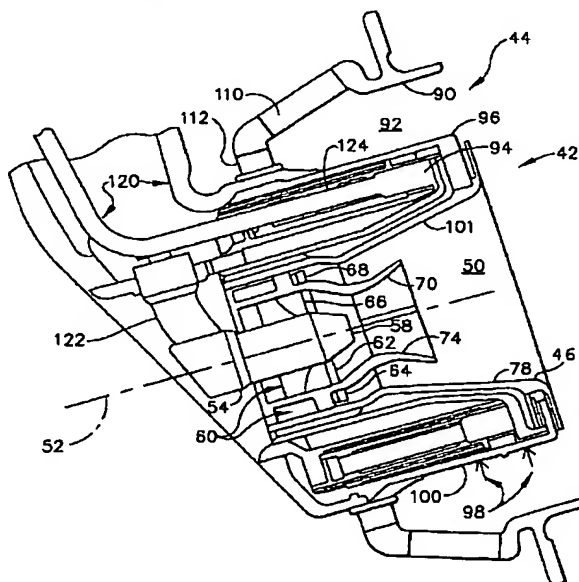
最終頁に続く

(54)【発明の名称】 ガスタービンエンジンの運転方法、燃焼器及びミキサ組立体

(57)【要約】

【課題】 低出力及び高出力運転時に、高い燃焼効率で
且つ低い酸化炭素、窒素酸化物及び排煙エミッション
で作動する燃焼器(16)を提供する。

【解決手段】 燃焼器は、パイロットミキサ(42)と
主ミキサ(44)とを備えるミキサ組立体(41)を含
む。パイロットミキサは、パイロット燃料インジェクタ
(58)、少なくとも1つのスワール(60)、及び空
気スプリッタ(70)を含む。主ミキサは、パイロット
ミキサの周りに周方向に延び、かつ複数の燃料噴射ポ
ート(98)、及び燃料噴射ポートの上流に位置するコニ
カル空気スワール(110)を含む。エンジンのアイド
リング出力運転時には、パイロットミキサは、主ミキサ
から空気力学的に分離されて、空気のみが主ミキサに供
給される。高出力運転時には、燃料が主ミキサにも供給
され、主ミキサのコニカルスワールは、半径方向及び周
方向の燃料・空気の混合を促進する。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 パイロット燃料ノズル(54)及び複数のアキシアルスワラ(60)を備えるパイロットミキサ(42)と、主スワラ及び複数の燃料噴射ポート(98)を備える主ミキサ(44)とを備えるミキサ組立体(41)を含む燃焼器(16)からのエミッション量の減少を促進するように、ガスタービンエンジン(10)を運転する方法であって、

燃料を、該燃料が前記パイロットミキサのアキシアルスワラの下流に吐出されて、前記パイロットミキサを通して前記燃焼器中に噴射する段階と、

空気流を、該空気流が前記主ミキサから吐出される前にコニカルスワラ(110)及びサイクロンスワラ(210)のうちの少なくとも1つにより旋回させられて、前記主ミキサを通して前記燃焼器中に導く段階と、を含むことを特徴とする方法。

【請求項2】 空気流を前記燃焼器中に導く前記段階は、前記主ミキサ(44)と前記パイロットミキサ(42)との間に配置された環状の燃料マニホールド(94)から半径方向外向きに燃料を噴射する段階を更に含むことを特徴とする、請求項1に記載の方法。

【請求項3】 空気流を前記燃焼器(16)中に導く前記段階は、前記コニカルスワラ(110)及びサイクロンスワラ(210)のうちの少なくとも1つにより空気流を旋回させる前に、アキシアルスワラ(112)により前記主ミキサ(44)の内部で空気流を旋回させる段階を更に含むことを特徴とする、請求項1に記載の方法。

【請求項4】 前記主ミキサのコニカルスワラ(110)及び主ミキサのサイクロンスワラ(210)のうちの少なくとも1つは、第1の組の旋回翼及び第2の組の旋回翼を含んでおり、空気流を前記燃焼器(16)中に導く前記段階は、空気流の1部を前記第1の組の旋回翼により旋回させ、また空気流の1部を前記第2の旋回翼により旋回させるように前記主ミキサ(44)を通して空気流を導く段階を更に含むことを特徴とする、請求項1に記載の方法。

【請求項5】 空気流の1部を旋回させるように前記主ミキサ(44)を通して空気流を導く前記段階は、前記第1及び第2の組の旋回翼により特定の方向に空気流を旋回させる段階を更に含むことを特徴とする、請求項4に記載の方法。

【請求項6】 空気流の1部を旋回させるように前記主ミキサ(44)を通して空気流を導く前記段階は、前記第1の組の旋回翼により第1の方向に、また前記第2の組の旋回翼により前記第1の方向と反対方向の第2の方向に空気流を旋回させる段階を更に含むことを特徴とする、請求項4に記載の方法。

【請求項7】 ガスタービンエンジン(10)用の燃焼器(16)であって、

空気スプリッタ(70)、パイロット燃料ノズル(54)、及び該パイロット燃料ノズルの上流に位置する複数のアキシアル空気スワラ(60)を含み、前記空気スプリッタが前記パイロット燃料ノズルの下流に位置し、前記空気スワラが前記パイロット燃料ノズルの半径方向外側に位置しかつ前記パイロット燃料ノズルに対して同心に取り付けられている、パイロットミキサ(42)と、

該パイロットミキサの半径方向外側に位置しかつ該パイロットミキサに対して同心に整合されている主ミキサ(44)と、を含み、

該主ミキサは、複数の燃料噴射ポート(98)と、コニカル空気スワラ(110)及びサイクロン空気スワラ(210)のうちの少なくとも1つを備えるスワラとを含んでおり、前記主ミキサのスワラは、前記主ミキサの燃料噴射ポートの上流に位置している、ことを特徴とする燃焼器(16)。

【請求項8】 前記パイロットミキサ(42)と前記主ミキサ(44)との間に環状の燃料マニホールド(94)を更に含み、該燃料マニホールドは半径方向内側表面及び半径方向外側表面(100)を含んでおり、前記主ミキサの燃料噴射ポート(98)は、前記燃料マニホールドの半径方向外側表面から半径方向外向きに燃料を噴射するように構成されていることを特徴とする、請求項7に記載の燃焼器(16)。

【請求項9】 前記主ミキサ(44)はアキシアルスワラ(112)を更に含むことを特徴とする、請求項7に記載の燃焼器(16)。

【請求項10】 前記主ミキサのアキシアルスワラは、前記コニカル空気スワラ(110)及び前記サイクロン空気スワラ(210)のうちの少なくとも1つの上流に位置していることを特徴とする、請求項9に記載の燃焼器(16)。

【請求項11】 前記コニカル空気スワラ(110)及びサイクロン空気スワラ(210)のうちの少なくとも1つは、第1の旋回翼及び第2の旋回翼を含んでおり、前記第1の旋回翼は第1の方向に空気を旋回させるように構成され、前記第2の旋回翼は第2の方向に空気を旋回させるように構成されていることを特徴とする、請求項7に記載の燃焼器(16)。

【請求項12】 前記第1の旋回翼による第1の方向は、前記第2の旋回翼による第2の方向と反対方向であることを特徴とする、請求項11に記載の燃焼器(16)。

【請求項13】 前記第1の旋回翼による第1の方向は、前記第2の旋回翼による第2の方向と同一方向であることを特徴とする、請求項11に記載の燃焼器(16)。

【請求項14】 燃焼器からのエミッションを制御するように構成されている、ガスタービンエンジンの燃焼器(16)用のミキサ組立体(41)であって、パイロツ

トミキサ(42)と主ミキサ(44)とを含み、前記パイロットミキサは、パイロット燃料ノズル(54)、及び該パイロット燃料ノズルの上流にかつ半径方向外側に位置する複数のアキシアルスワラ(60)を含み、前記主ミキサは、前記パイロットミキサの半径方向外側にかつそれに対して同心に位置し、また前記主ミキサは、複数の燃料噴射ポート(98)、及び該燃料噴射ポートの上流に位置するスワラを含み、前記主ミキサのスワラは、コニカル主スワラ(110)及びサイクロンスワラ(210)のうちの少なくとも1つを含むことを特徴とするミキサ組立体(41)。

【請求項15】 前記パイロットミキサ(42)と前記主ミキサ(44)との間に環状の燃料マニホールド(94)を更に含み、前記主ミキサの燃料噴射ポート(98)は前記環状の燃料マニホールドから半径方向外向きに燃料を噴射するように構成されていることを特徴とする、請求項14に記載のミキサ組立体(41)。

【請求項16】 前記ミキサ組立体の主ミキサ(44)はアキシアルスワラ(112)を更に含むことを特徴とする、請求項15に記載のミキサ組立体(41)。

【請求項17】 前記ミキサ組立体の主ミキサのアキシアルスワラ(112)は、前記コニカル主スワラ(110)及びサイクロンスワラ(210)のうちの少なくとも1つの上流に位置することを特徴とする、請求項16に記載のミキサ組立体(41)。

【請求項18】 前記主ミキサ(44)のコニカル主スワラ(110)及びサイクロン空気スワラ(210)のうちの少なくとも1つは、複数の旋回翼を含むことを特徴とする、請求項15に記載のミキサ組立体(41)。

【請求項19】 前記主ミキサの複数の旋回翼は、第1の方向に空気を旋回させるように構成されている第1の旋回翼と、前記第1の旋回翼による第1の方向と反対方向の第2の方向に空気を旋回させるように構成されている第2の旋回翼とを含むことを特徴とする、請求項18に記載のミキサ組立体(41)。

【請求項20】 前記主ミキサの複数の旋回翼は、第1の方向に空気を旋回させるように構成されている第1の旋回翼と、前記第1の旋回翼による第1の方向と同一方向の第2の方向に空気を旋回させるように構成されている第2の旋回翼とを含むことを特徴とする、請求項18に記載のミキサ組立体(41)。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】 本出願は、一般的に燃焼器に関し、より具体的には、ガスタービン燃焼器に関する。

【0002】

【従来の技術】 全世界での空気汚染問題により、結果として国内的にも国際的にもより厳しい排出(エミッション)基準を導入することになった。航空機は、環境保護

庁(EPA)及び国際民間航空機関(ICAO)の両方の基準により管理されている。これらの基準は、都市の光化学スモッグの一因となる、空港付近の航空機からの窒素酸化物(NO_x)、未燃焼炭化水素(HC)、及び一酸化炭素(CO)のエミッションを規制する。一般的に、エンジンエミッションは、高い火炎温度のために生成されるもの(NO_x)と、燃料・空気の反応を完全には行うことができない低い火炎温度のために生成されるもの(HC及びCO)との2つの部類に分かれる。

【0003】 少なくとも一部の既知のガスタービン燃焼器は、10個乃至30個のミキサを含み、高速空気を微細な燃料噴霧と混合する。これらのミキサは、通常スワラの中心に設置された単一の燃料インジェクタから成り、スワラは受け入れ空気を旋回させて保炎及び混合を向上させる。燃料インジェクタ及びミキサの両方共が燃焼器ドームに設置される。

【0004】 一般的に、ミキサ中の空気に対する燃料の比(燃空比)は濃厚(リッチ)である。ガスタービン燃焼器の全体的な燃空比は希薄(リーン)であるので、燃焼器から流出する前に個々の希釈孔を通して追加の空気が添加される。ドームにおいて混合不良及びホットスポットの両方が起こる可能性があり、噴射された燃料は燃焼に先立ち気化させ混合する必要がある、また希釈孔の付近では空気がリッチなドーム混合気に添加される。

【0005】 1つの最新式のリーン式ドーム燃焼器は、燃焼器の正面から見た場合に2つの環状のリングに見える各燃料ノズルに2つの半径方向に積み重ねられたミキサを含むので、複式環状燃焼器(DAC)と呼ばれる。追加の列のミキサにより、異なる状態での運転に対する調整ができるようになっている。アイドリング時には、外側ミキサに燃料が供給されて、アイドリング状態で効率的に作動できるように設計されている。高出力運転時には、両方のミキサに燃料の大部分が供給され、空気が内側環状空間に供給されて、高出力運転時に最も効率的にしかもほとんどエミッションがない状態で作動できるように設計されている。これまでミキサは各ドームにより最適の作動になるように調整されてきたが、ドームの間の境界面が広い領域にわたってCO反応を消炎し、そのことがこれらの設計におけるCOを類似のリッチ式ドーム単一環状燃焼器(SAC)より多くすることになる。このような燃焼器は、低出力時のエミッションと高出力時の NO_x との妥協の産物である。

【0006】

【発明が解決しようとする課題】 他の既知の燃焼器は、リーン式ドーム燃焼器として作動する。パイロット及び主段階を別個のドームに分離して、境界面に著しいCO消炎区域を生じるのに代えて、ミキサは、装置の内部に同心ではあるが別個にパイロットと主空気流を組み入れる。しかしながら、多くの場合、燃料/空気の混合を高めるとCO/HCEミッションが増大するので、このよ

うな設計では低出力時のCO/HC及び排煙エミッションを同時に制御することは困難である。旋回する主空気は、本来的にパイロット火炎を引き込み、それを消炎させがちである。燃料噴霧が主空气中に引き込まれるのを防止するために、パイロットは狭角噴霧を構成する。このことにより、結果として少ない旋回数の流れに特有の長いジェット火炎を生じることになる。かかるパイロット火炎は、高い排煙、一酸化炭素、及び炭化水素エミッションを発生し、また安定性が劣る。

【0007】

【課題を解決するための手段】例示的な実施形態において、ガスタービンエンジン用の燃焼器は、エンジンの低出力、中間出力及び高出力運転時に、高い燃焼効率でしかも低い一酸化炭素、窒素酸化物、及び排煙エミッションで作動する。燃焼器は、パイロットミキサと主ミキサを含むミキサ組立体を含む。パイロットミキサは、パイロット燃料インジェクタ、少なくとも1つのスワラ、及び空気スプリッタを含む。主ミキサは、パイロットミキサの周りに周方向に延びており、複数の燃料噴射ポート、及び燃料噴射ポートの上流に位置するコニカル空気スワラを含む。

【0008】エンジンのアイドリング出力運転時に、パイロットミキサは、主ミキサから空気力学的に分離されるので、空気のみが主ミキサに供給される。高い出力運転時には、燃料も主ミキサに供給され、主ミキサのコニカル（円錐）スワラは、半径方向及び周方向の燃料・空気の混合を促進して燃焼のためにほぼ均一な燃料及び空気の分配をもたらす。より具体的には、主ミキサスワラから流出する空気流は、燃料噴射ポートから半径方向外向きに主ミキサ中に噴射された燃料を強制的に空気流と混合させる。その結果、燃料・空気混合気は、燃焼器の内部に均一に分配されて、燃焼器の内部の完全燃焼を促進し、従って、高出力運転時の窒素酸化物エミッションを減少させる。

【0009】

【発明の実施の形態】図1は低圧圧縮機12、高圧圧縮機14、及び燃焼器16を含むガスタービンエンジン10の概略図である。エンジン10はまた、高圧タービン18及び低圧タービン20を含む。

【0010】運転中、空気は低圧圧縮機12を通して流れ、加圧された空気は低圧圧縮機12から高圧圧縮機14に供給される。高度に加圧された空気は燃焼器16に送り込まれる。燃焼器16からの空気流（図1には示さず）はタービン18及び20を駆動する。

【0011】図2は図1に示すエンジン10と類似のガスタービンエンジンに用いられる燃焼器16の断面図であり、また図3は領域3に沿った燃焼器16の拡大図である。1つの実施形態において、ガスタービンエンジンは、CFM Internationalから入手可能なCFM型エンジンである。別の実施形態において、ガ

スタービンエンジンは、オハイオ州シンシナチにあるGeneral Electric Companyから入手可能なGE90型エンジンである。

【0012】各燃焼器16は、環状の半径方向外側ライナ32及び半径方向内側ライナ34により形成される燃焼区域すなわち燃焼室30を含む。より具体的には、外側ライナ32は燃焼室30の外側境界面を形成し、また内側ライナ34は燃焼室30の内側境界面を形成する。ライナ32及び34は、ライナ32及び34の周りに周方向に延びる環状の燃焼器ケーシング36から半径方向内側に位置する。

【0013】燃焼器16はまた、それぞれ外側ライナ32及び内側ライナ34の上流に取り付けられた環状のドーム40を含む。ドーム40は燃焼室30の上流端を形成し、またミキサ組立体41はドーム40の周りに周方向に間隔を置いて配置されて、燃料及び空気の混合気を燃焼室30に供給する。

【0014】各ミキサ組立体41は、パイロットミキサ42と主ミキサ44を含む。パイロットミキサ42は、チャンバ50を形成する環状のパイロットハウジング46を含む。チャンバ50は対称軸52を有しており、ほぼ円筒形の形状である。パイロット燃料ノズル54はチャンバ50中に延びて、対称軸52に対して対称的に取り付けられる。ノズル54は、燃料の小滴をパイロットチャンバ50中に供給するための燃料インジェクタ58を含む。1つの実施形態において、パイロット燃料インジェクタ58は、噴射噴出口（図示せず）を通して燃料を供給する。別の実施形態において、パイロット燃料インジェクタ58は、単式噴射スプレー（図示せず）によって燃料を供給する。

【0015】パイロットミキサ42はまた、一對の同心に取り付けられたスワラ60を含む。より具体的には、スワラ60はアキシアル（軸）スワラであり、パイロット内側スワラ62及びパイロット外側スワラ64を含む。パイロット内側スワラ62は環状であり、パイロット燃料インジェクタ58の周りに周方向に配置される。各スワラ62及び64は、それぞれパイロット燃料インジェクタ58の上流に配置された複数の翼66及び68を含む。翼66及び68は、エンジンの低出力運転時に、所望の点火特性、リーン安定性、しかも低い一酸化炭素（CO）及び炭化水素（HC）エミッションが得られるように選ばれる。

【0016】パイロットスプリッタ70は、パイロット内側スワラ62とパイロット外側スワラ64との半径方向の間に位置し、かつパイロット内側スワラ62及びパイロット外側スワラ64の下流に延びる。より具体的には、パイロットスプリッタ70は、環状であり、パイロット内側スワラ62の周りに周方向に延びて、内側スワラ62を通して移動する空気流を外側スワラ64を通して流れる空気流から分離する。スプリ

ッタ70は、エンジンの低出力運転時に燃料の薄膜表面を生じる、中細の内側表面74を有する。スプリッタ70はまた、パイロットミキサ42を通して流れる空気の流れ方向速度を減少させて、高温ガスの再循環を可能にする。

【0017】パイロット外側スワラ64は、パイロット内側スワラ62の半径方向外側に位置し、かつパイロットハウジング46の内側表面78の半径方向内側に位置する。より具体的には、パイロット外側スワラ64は、パイロット内側スワラ62の周りに周方向に延び、かつパイロットスプリッタ70とパイロットハウジング46との半径方向の間に位置する。1つの実施形態において、パイロット内側旋回翼66は、それを通して流れる空気を、パイロット外側旋回翼68を通して流れる空気と同じ方向に旋回させる。別の実施形態において、パイロット内側旋回翼66は、それを通して流れる空気を、パイロット外側旋回翼68がそれを通して流れる空気を旋回させる第2の方向と反対方向の第1の方向に旋回させる。

【0018】主ミキサ44は、環状の空洞92を形成する環状の主ハウジング90を含む。主ミキサ44は、パイロットミキサ42に対して同心に整合され、かつパイロットミキサ42の周りに周方向に延びる。燃料マニホルド94は、パイロットミキサ42と主ミキサ44の間に延びる。より具体的には、燃料マニホルド94は、パイロットミキサ42の周りに周方向に延び、かつパイロットハウジング46と主ハウジング90との間に位置する環状のハウジング96を含む。

【0019】燃料マニホルド94は、燃料マニホルドの外側表面100に設けられ、燃料マニホルド94から主ミキサ空洞92中に半径方向外向きに燃料を噴射するための複数の噴射ポート98を含む。燃料噴射ポート98は、主ミキサ44の内部における周方向の燃料・空気の混合を促進する。

【0020】1つの実施形態において、マニホルド94は、周方向に間隔を置いて配置された20個の噴射ポート98の第1の列、及び周方向に間隔を置いて配置された20個の噴射ポート98の第2の列を含む。別の実施形態において、マニホルド94は、周方向に間隔を置いて配列されない複数の噴射ポート98を含む。噴射ポート98の位置は、燃料・空気の混合の度合を調節して、低い窒素酸化物(NO_x)エミッションを達成し、また変化するエンジン運転状態で確実に完全燃焼させるように選ばれる。更に、噴射ポート位置はまた、燃焼の不安定性を減少又は防止するのを助けるように選ばれる。

【0021】燃料マニホルドの環状のハウジング96は、パイロットミキサ42と主ミキサ44を分離する。従って、パイロットミキサ42は、パイロット作動中に主ミキサ44から保護されて、パイロット性能安定性及

び効率を改善し、同時にCO及びHCエミッションの減少も促進する。更に、パイロットハウジング46は、燃焼器16中に噴射されたパイロット燃料が完全燃焼するのを促進するような形状にされている。より具体的には、パイロットハウジング46の内側壁面101は、パイロット火炎の主ミキサ44から流出する空気流中への拡散及び混合を制御するのを助ける中細の表面となっている。従って、パイロットミキサ42と主ミキサ44との間の距離は、点火特性、高出力及び低出力運転時の燃焼安定性、及び低出力運転状態で発生するエミッションを改善するのを助けるように選ばれる。

【0022】主ミキサ44はまた、それぞれが燃料噴射ポート98の上流に設置された、第1のスワラ110及び第2のスワラ112を含む。第1のスワラ110は、コニカル(円錐)スワラであり、それを通して流れる空気流は、コニカルスワラ角度(図示せず)で吐出される。コニカルスワラ角度は、第1のスワラ110から吐出される空気流に比較的低い半径方向内向き運動量を与えるように選ばれ、このことが、噴射ポート98から半径方向外向きに噴射される燃料の半径方向の燃料・空気の混合を改善するのを助ける。別の実施形態において、第1のスワラ110は、同一方向に回転又は反対方向に回転することができる対になった旋回翼(図示せず)に分割される。

【0023】第2のスワラ112は、中心ミキサの対称軸52にほぼ平行な方向に空気を吐出して、主ミキサの燃料・空気の混合を向上させるのを助けるアキシャル(軸)スワラである。1つの実施形態において、主ミキサ44は、第1のスワラ110のみを含み、第2のスワラ112を含まない。

【0024】燃料供給装置120は、燃焼器16に燃料を供給し、パイロット燃料回路122及び主燃料回路124を含む。パイロット燃料回路122は、パイロット燃料インジェクタ58に燃料を供給し、また主燃料回路124は、主ミキサ44に燃料を供給し、燃焼器16の内部で発生する窒素酸化物エミッションを制御するのに用いられる複数の独立した燃料段を含む。

【0025】運転に際して、ガスタービンエンジン10が始動してアイドリング運転状態で運転されると、燃料及び空気が燃焼器16に供給される。ガスタービンのアイドリング運転状態では、燃焼器16は、作動のためにパイロットミキサ42のみを用いる。パイロット燃料回路122は、パイロット燃料インジェクタ58を通して燃焼器16に燃料を噴射する。同時に、空気流は、パイロットスワラ60並びに主ミキサスワラ110及び112に流入する。パイロット空気流は、中心ミキサの対称軸52にほぼ平行に流れて、パイロットスプリッタ70に突き当たり、パイロットスプリッタ70が旋回運動をしているパイロット空気流をパイロット燃料インジェクタ58から流出する燃料の方向に導く。パイロット

空気流は、パイロット燃料インジェクタ58からの噴射パターン(図示せず)を崩壊させないで、代わりに燃料を安定させ霧化する。主ミキサ44を通して吐出される空気流は、燃焼室30中に流入する。

【0026】パイロット燃料段のみを利用すれば、燃焼器16が低出力運転効率を維持して、燃焼器16から排出されるエミッションを制御して最小限にすることが可能になる。パイロット空気流は主ミキサ空気流から分離されているので、パイロット燃料は完全に点火され燃焼され、その結果リーン安定性と低い一酸化炭素、炭化水素、及び窒素酸化物の低出力時エミッションをもたらす。

【0027】ガスタービンエンジン10が、アイドリング運転状態から高出力運転状態に加速されると、追加の燃料及び空気が燃焼器16中に導入される。高出力運転状態では、パイロット燃料段に加えて、主ミキサ44には、主燃料回路124により燃料が供給されて、燃料噴射ポート98により半径方向外向きに噴射される。主ミキサのスワラ110及び112は、半径方向及び周方向の燃料・空気の混合を促進して、燃焼のためにほぼ均一な燃料及び空気の分配をもたらす。より具体的には、主ミキサスワラ110及び112から流出する空気流は、主ミキサ空洞92を貫くように燃料を強制的に半径方向外向きに広げて、燃料・空気の混合を促進し、主ミキサ44がリーンな空気・燃料混合気で作動するのを可能にする。加えて、燃料・空気混合気を均一に分配することで、完全燃焼が得られて、高出力運転時のNO_xエミッションの減少を促進する。

【0028】図4はガスタービンエンジン10に用いることができる燃焼器200の別の実施形態の断面図である。燃焼器200は、図2及び図3に示す燃焼器16にほぼ類似しており、燃焼器16の構成部品と同一である燃焼器200中の構成部品は、図2及び図3で用いたのと同じ参照符号を用いて図4で特定する。より具体的には、燃焼器は、パイロットミキサ42及び燃料マニホルドの環状のハウジング96を含むが、主ミキサ44を含まない。どちらかと言えば、燃焼器200は、主ミキサ44(図2及び図3に示す)とほぼ同一である主ミキサ202を含む。

【0029】主ミキサ202は、環状の空洞206を形成する環状の主ハウジング204を含む。主ミキサ202は、パイロットミキサ42に対して同心に整合され、かつパイロットミキサ42の周りに周方向に延びる。燃料マニホルド94は、パイロットミキサ42と主ミキサ202との間に延びる。

【0030】主ミキサ202はまた、それぞれが燃料噴射ポート98の上流に設置された、第1のスワラ210及び第2のスワラ112を含む。第1のスワラ210はサイクロンスワラであり、また第2のスワラ112は、中心ミキサの対称軸52にほぼ平行な方向に

空気を吐出して、主ミキサの燃料・空気の混合を向上させるのを助けるアキシャル(軸)スワラである。別の実施形態において、第1のスワラ210は、同一方向に回転又は反対方向に回転することができる対になった旋回翼(図示せず)に分割される。

【0031】上述の燃焼器は、費用効果が良くかつ高い信頼性がある。燃焼器は、パイロットミキサと主ミキサとを備えるミキサ組立体を含む。パイロットミキサは低出力運転時に用いられ、また主ミキサは中間及び高出力運転時に用いられる。アイドリング運転状態の間は、燃焼器は低エミッションで作動し、主ミキサには空気のみが供給される。高出力運転状態の間には、燃焼器は、主ミキサにも燃料を供給し、主ミキサは、主ミキサの燃料・空気の混合を改善するためのコニカル(円錐)スワラを含む。コニカルスワラは、燃料・空気混合気を均一に分配し、燃焼器内部の燃焼を改善し、また全体の火炎温度を低下させるのを助ける。作動温度が低下し燃焼が改善されることで、高出力運転時における作動効率の向上と燃焼器エミッションの減少を促進する。その結果、燃焼器は、高い燃焼効率でしかも低い一酸化炭素、窒素酸化物、及び排煙エミッションで作動する。

【0032】本発明を種々の特定の実施形態に関して説明してきたが、本発明は特許請求の範囲の技術思想及び技術的範囲内の変形形態で実施可能であることは、当業者には明らかであろう。特許請求の範囲に記載された符号は、理解容易のためであってなんら発明の技術的範囲を実施例に限縮するものではない。

【図面の簡単な説明】

【図1】 燃焼器を含むガスタービンエンジンの概略図。

【図2】 図1に示すガスタービンエンジンに用いることができる燃焼器の断面図。

【図3】 図2に示す燃焼器の領域3に沿った部分の拡大図。

【図4】 図1に示すガスタービンエンジンに用いることができる燃焼器の別の実施形態の断面図。

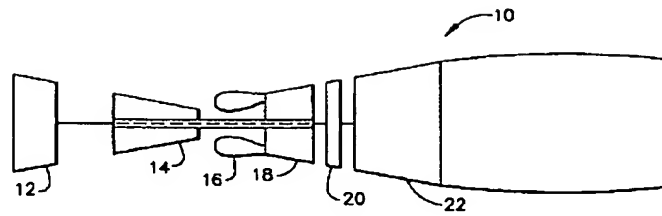
【符号の説明】

- 42 パイロットミキサ
- 44 主ミキサ
- 50 チャンバ
- 52 対称軸
- 54 パイロット燃料ノズル
- 58 パイロット燃料インジェクタ
- 60 パイロットスワラ
- 70 空気スプリッタ
- 90 環状の主ハウジング
- 92 主ミキサの空洞
- 94 燃料マニホルド
- 98 燃料噴射ポート
- 110 主ミキサの第1のスワラ

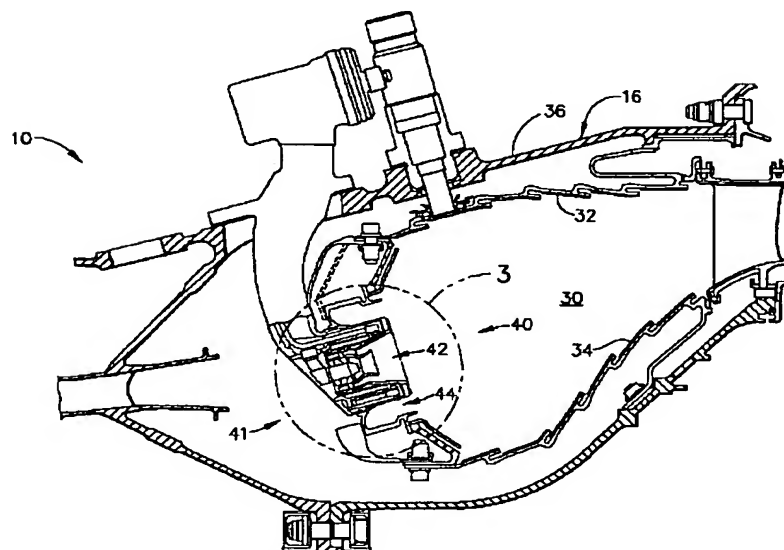
112 主ミキサの第2のスワロー

120 燃料供給装置

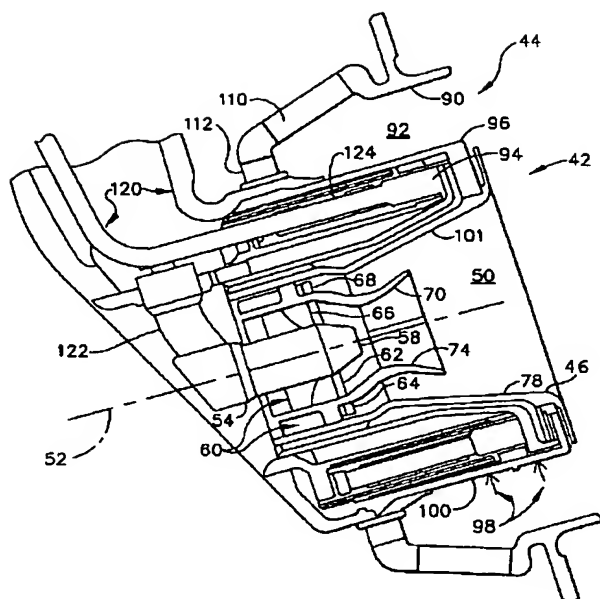
【図1】



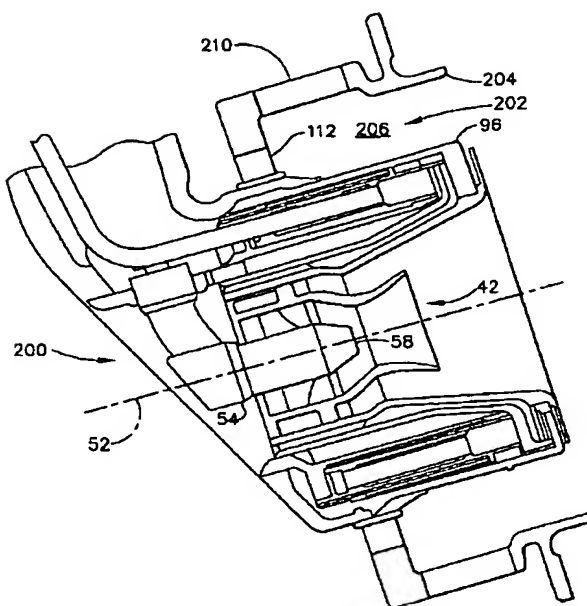
【図2】



【図3】



【図4】



フロントページの続き

(72)発明者 ヒュカム・チャンド・モンギア
アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・
チェスター、キングフィッシャー・レー
ン、8006番